

---

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Peperiksaan Semester Pertama  
Sidang Akademik 2005/2006  
*First Semester Examination  
2005/2006 Academic Session*

November 2005  
*November 2005*

**ESA 481/3 – Rekabentuk Kapal Angkasa**  
*Spacecraft Design*

Masa : [ 3 jam]  
*Duration : [3 hours]*

---

Sila pastikan bahawa kertas peperiksaan ini mengandungi TUJUH (7) mukasurat dan SEMBILAN (9) soalan sebelum anda memulakan peperiksaan ini.

*Please ensure that this paper contains SEVEN (7) printed pages and NINE (9) questions before you begin examination.*

**Arahan:** Jawab EMPAT (4) soalan dari Bahagian A dan DUA (2) soalan dari Bahagian B.

**Instructions:** Answer **FOUR (4)** questions from Part A and **TWO (2)** questions from Part B.

**BAHAGIAN A**  
**PART A**

**Arahan:** Jawab EMPAT soalan sahaja.

**Instruction:** Answer FOUR questions only.

1. Tunjukkan dan terangkan keputusan yang diambil dalam menentukan konfigurasi kompleks dalam-penerbangan dengan keboleharapan bebas. Tentukan jumlah kebarangkalian bagi operasi tanpa gagal ( $P_\Sigma$ ). ( $P_1=0.5$  ialah kebarangkalian bagi operasi tanpa gagal untuk satu kapal angkasa,  $N=3$  ialah bilangan satelit.)

*Present and explain the decision on in-flight complex configuration with independent reliability. Determine the total probability of faultless operation ( $P_\Sigma$ ). ( $P_1=0.5$  is the probability of faultless operation of a single space vehicle,  $N=3$  is the number of satellites).*

(15 markah/marks)

2. Huraikan daya-daya yang bertindak ke atas kapal angkasa semasa penerbangan orbit dan persamaan pergerakan pusat jisim kapal angkasa. (Pergerakan kapal angkasa ialah dalam medan graviti Bumi yang dianggap berbentuk sfera). Huraikan juga elemen-elemen orbit (rujuk Fig. 1).

*Describe the forces exerted against a spacecraft in orbital flight and spacecraft center-of-mass motion equation. (The spacecraft motion is in the gravitational field of Earth which is assumed to be a perfect sphere). Describe orbital elements (refer to Fig. 1).*

$$\frac{d^2 \bar{r}}{dt^2} = \bar{u}_G + \bar{u}_{at} + \bar{u}_m + \bar{u}_s + \bar{u}_c$$

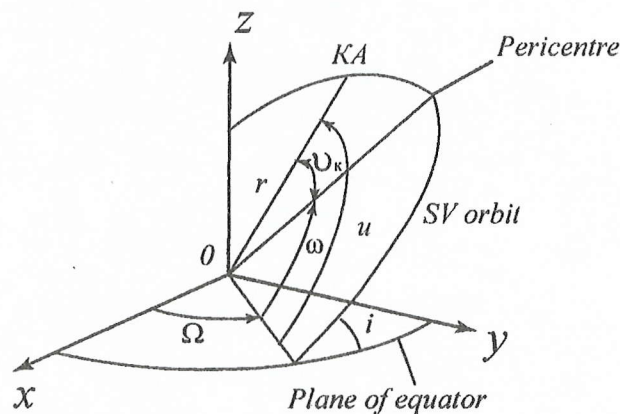


Fig. 1.

(15 markah/marks)

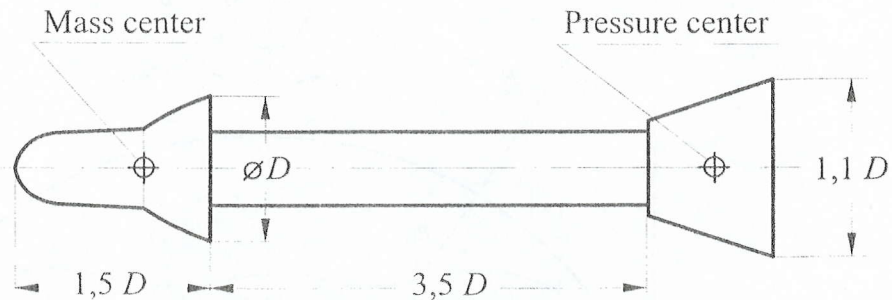
3. Susun atur tangki. Tunjukkan dan terangkan keputusan yang diambil dalam menentukan bilangan tangki berbentuk sfera.

*Tank's configuration. Present and explain the decision upon the number of spherical tanks.*

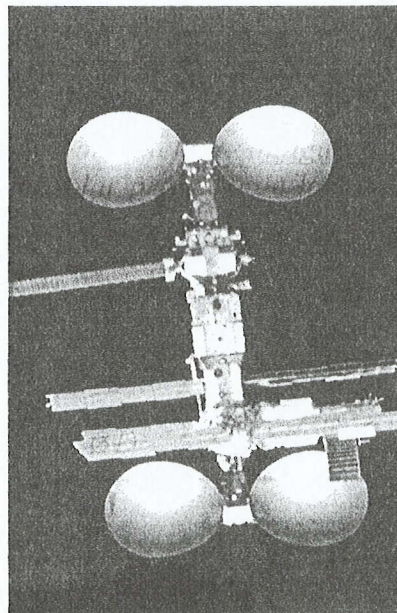
**(15 markah/marks)**

4. Huraikan konfigurasi satelit di orbit rendah bumi. Terangkan pengaruh aerodinamik dan tekanan suria pada satelit di orbit rendah bumi (rujuk **Fig. 2** dan **Fig. 3**).

*Describe the low orbit satellite configuration. Explain the influence of aerodynamic and solar pressure on low orbit satellite (refer to **Fig. 2** and **Fig. 3**).*



**Fig. 2.**

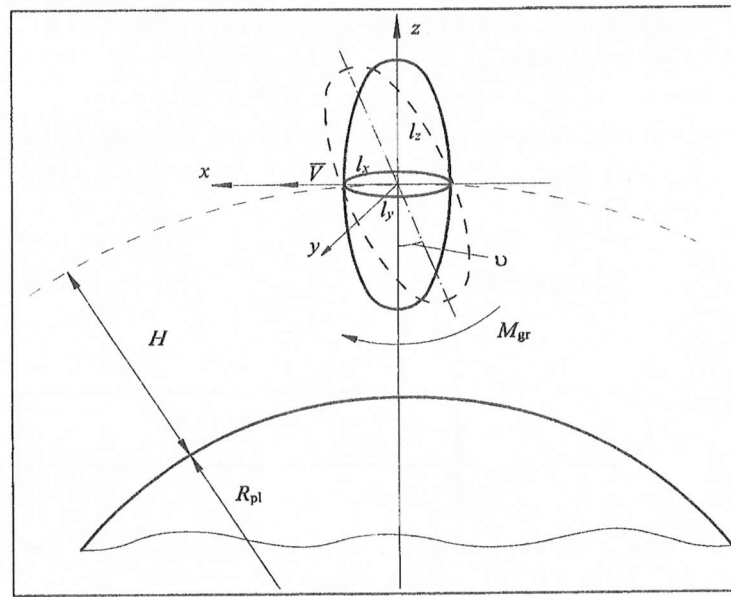


**Fig. 3.**

**(15 markah/marks)**

5. Huraikan konfigurasi kapal angkasa dalam medan graviti. Jelaskan keadaan bagi posisi stabil sebuah kapal angkasa dalam medan graviti (rujuk *Fig. 4*)

*Describe the spacecraft configuration in gravitational field. Explain the conditions of the stable position of a spacecraft in gravitational field (refer to Fig. 4)*



**Fig. 4**

(15 markah/marks)



**BAHAGIAN B**  
**PART B**

**Arahan:** Jawab DUA soalan sahaja.

**Instruction:** Answer TWO questions only.

6. Tunjukkan dan huraikan gambarajah rekabentuk kenderaan angkasa dalam struktur sistem angkasa. Terangkan kriteria utama dalam proses rekabentuk.

*Present and describe space vehicle design diagram in the structure of space systems. Explain main designing criteria.*

(20 markah/marks)

7. (a) Gambarkan secara ringkas sebuah sistem orientasi jet.

*Briefly describe a jet orientation system.*

- (b) Selesaikan masalah di bawah:

Sebuah satelit berada dalam orbit Bumi. Satu sistem orientasi jet (yang menggunakan gas sejuk sebagai bahantara bertindak), dalam kebanyakan masa penerbangan, memberikan satelit tersebut orientasi hampir relatif kepada Matahari dan Bumi, dan penunjuk yang tepat semasa pembetulan atitud dan eksperimen saintifik.

Satelit tersebut mempunyai keupayaan berikut:

$I_{\text{Sat}} = 28 \text{ kg} \times \text{m}^2$	; momen inersia satelit;
$P_{\text{sp}} = 70 \text{ s}$	; tujahan spesifik muncung jet terkawal (bahantara bertindak ialah helium (He));
$l = 0.2 \text{ m}$	; panjang lengan bagi operasi tujahan CJN;
$g_0 = 9.806 \text{ m/s}^2$	; pecutan graviti bumi.

*Solve the problem below:*

*A satellite is on the Earth orbit. A jet orientation system (using a cold gas as a working medium) during the most part of the flight provides approximate orientation of the satellite relative to the Sun, Earth and accurate pointing during corrections and scientific experiments.*

*The satellite has the following performances:*

$I_{\text{Sat}} = 28 \text{ kg} \times \text{m}^2$	; satellite moment of inertia;
$P_{\text{sp}} = 70 \text{ s}$	; controlled jet nozzles (CJN) specific thrust (the working medium is helium (He));
$l = 0.2 \text{ m}$	; arm of CJN thrust operation;
$g_0 = 9.806 \text{ m/s}^2$	; terrestrial gravity acceleration.

Terbitkan formula untuk pengiraan jidar bahantara bertindak yang diperlukan (m, kg) dan buat kiraan berdasarkan kepada operasi berikut:

- (i) Kenaikan atau penyusutan halaju sudut satelit  $\Delta\omega$  ( $\Delta\omega=2$  deg/s).
- (ii) Masalah orientasi satelit.

Dalam mod penstabilan (dengan keupayaan sensitiviti sensor ialah  $\Delta\omega=0.1$  deg/s – untuk halaju sudut,  $\Delta\phi=0.5$  deg – untuk satu sudut), SV melakukan pergerakan getaran dengan amplitud  $\pm\Delta\phi$  (bersamaan dengan  $2\Delta\phi$ ) dan halaju sudut ialah  $\Delta\omega$ . Tempoh proses penstabilan ialah  $\tau^* = 50$  s.

*Derive formulas for calculation of the required working medium margin (m, kg) and calculate it for the following operations:*

- (i) *Increase or decrease of satellite angular velocity  $\Delta\omega$  ( $\Delta\omega=2$  deg/s).*
- (ii) *Satellite orientation problem.*

*In stabilizing mode (with sensors possessing sensitivity of  $\Delta\omega = 0.1$  deg/s – for angular velocity,  $\Delta\phi=0.5$  deg – for an angle) the SV performs vibrating motion with amplitude of  $\pm\Delta\phi$  (equal  $2\Delta\phi$ ) and angular velocity of  $\Delta\omega$ . The stabilization process duration  $\tau^* = 50$  s.*

**(20 markah/marks)**

8. Huraikan rekabentuk bagi sebuah roket satu-peringkat berdasarkan kepada beban bayar maksimum. Terangkan formula Korolev di bawah.

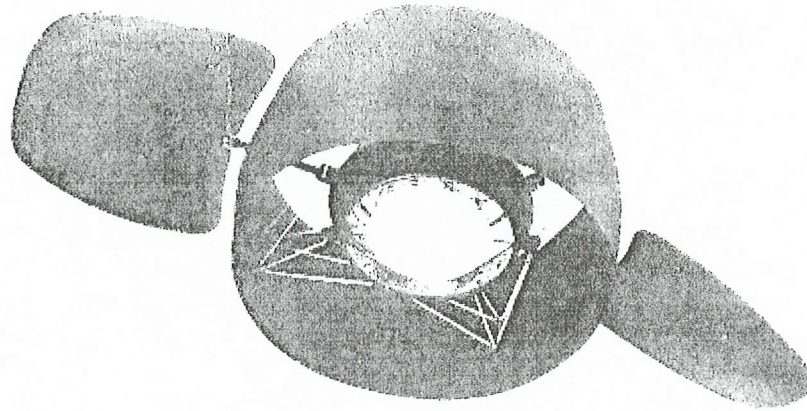
*Describe the one-stage rocket module's design with respect to maximum payload. Explain Korolev's formula below.*

$$V_f = \underbrace{-gP_{sp.thr.v.} \ln \mu_f}_{\text{Tsiolkovski's formula}} - \underbrace{\frac{P_{sp.thr.0}}{n_0} \int_{\mu_f}^1 g \sin \theta \frac{d\mu}{\mu}}_{\Delta V_{grav}} - \underbrace{\frac{P_{sp.thr.0}}{n_0} \frac{g}{P_m} \int_{\mu_f}^1 q c_x \frac{d\mu}{\mu}}_{\Delta V_{aer}} - \underbrace{\frac{\Delta P_{sp.thr.}}{g} \int_{\mu_f}^1 \frac{P(H)}{P(0)} \frac{d\mu}{\mu}}_{\Delta V_{e.u.}}$$

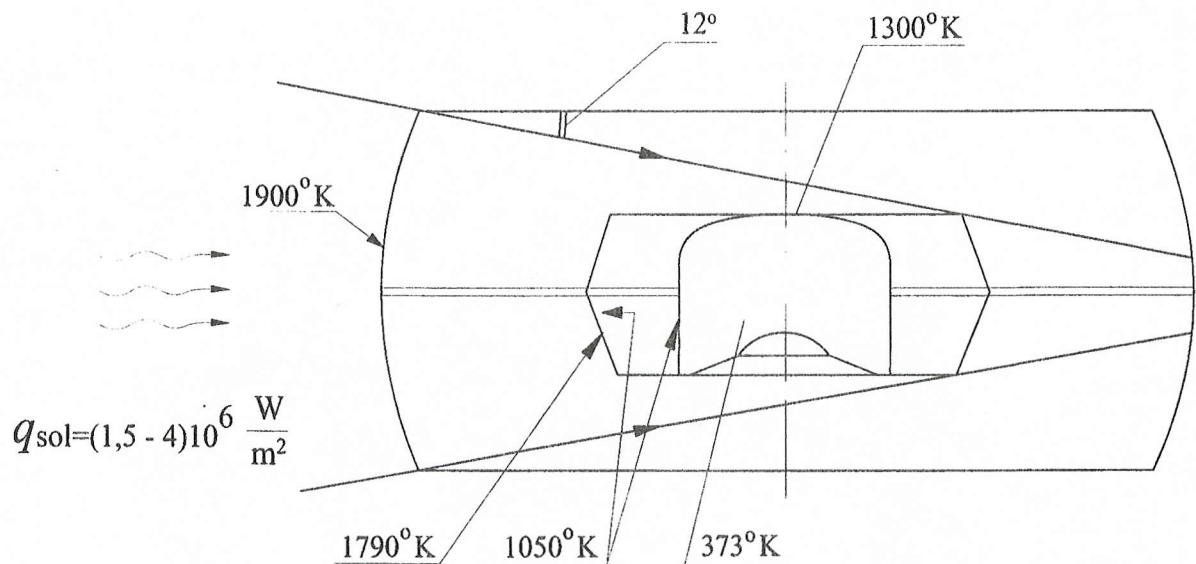
**(20 markah/marks)**

9. Huraikan dan terangkan tentang sistem perlindungan terma kuar suria iaitu suatu rekabentuk sistem perlindungan terma bukan piawai seperti dalam lakaran di bawah (rujuk *Fig. 5* dan *Fig. 6*).

*Describe and explain a solar probe thermal protection system which is a nonstandard thermal protection system design as depicted in the sketch below (refer Fig. 5 and Fig. 6).*



*Fig. 5*



*Fig. 6*

(20 markah/marks)



---

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Peperiksaan Semester Pertama  
Sidang Akademik 2005/2006  
*First Semester Examination  
2005/2006 Academic Session*

November 2005  
*November 2005*

**ESA 485/3 – Sistem Dorongan Roket**  
*Rocket Propulsion Systems*

Masa : [ 3 jam]  
*Duration : [3 hours]*

---

Sila pastikan bahawa kertas peperiksaan ini mengandungi DUA BELAS (12) mukasurat dan SEMBILAN BELAS (19) soalan sebelum anda memulakan peperiksaan ini.

*Please ensure that this paper contains TWELTH (12) printed pages and NINE TEEN (19) questions before you begin examination.*

**Arahan :** Jawab **SEMUA** soalan. Untuk Bahagian A sila jawab pada borang OMR yang disediakan.

**Instructions :** Answer **ALL** questions. For Part A please answer on the OMR form provided.



**BAHAGIAN A SOALAN OBJEKTIF. PILIH JAWAPAN YANG BETUL.**  
**PART A OBJECTIVE QUESTIONS. CHOOSE THE CORRECT ANSWER.**

1. Isp disukat di dalam unit

- (a) N/s
- (b) kg/s
- (c) s
- (d) m/s

*Isp is measured in*

- (a) N/s
- (b) kg/s
- (c) s
- (d) m/s

2. Di bawah adalah nama-nama yang telah menyumbang di dalam pendorongan, **KECUALI**,

- (a) Robert H. Goddard
- (b) Heinkel
- (c) Tsiolkovsky
- (d) Von Ohain

*Below are the names of the person who contributed in propulsion, **EXCEPT***

- (a) Robert H. Goddard
- (b) Tsiolkovsky
- (c) Heinkel
- (d) Von Ohain

3. Pendorongan Roket menggunakan \_\_\_\_\_

- (a) Hukum Newton Pertama
- (b) Hukum Newton Kedua
- (c) Prinsip Keabadian Momentum
- (d) Hukum Newton Ketiga

*Rocket Propulsion uses the \_\_\_\_\_*

- (a) Newton's first law
- (b) Newton's second law
- (c) Conservation of momentum
- (d) Newton's third law

4. Bangsa Cina telah mempertahankan Bandar \_\_\_\_\_ daripada serangan Mongol dengan menggunakan serbuk senjata. Pada awal 1800 an, seorang pegawai tentera British, \_\_\_\_\_ telah membangunkan roket logam yang membawa bahan letupan.

- (a) K'ai Feng, Hagreaves
- (b) Peking, Roswell
- (c) Wuhan, Newton
- (d) Shanghai, William

*The Chinese defended the city of \_\_\_\_\_ against the Mongols with gunpowder rockets. In the early 1800s British Army officer, \_\_\_\_\_ developed metal rockets carrying explosives.*

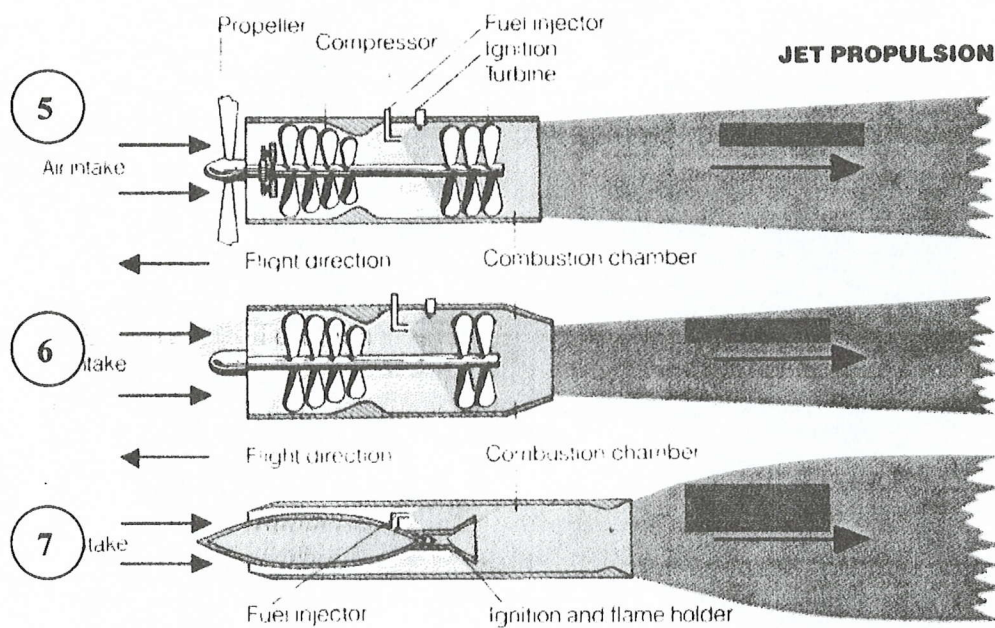
- (a) *K'ai Feng, Hagreaves*
- (b) *Peking, Roswell*
- (c) *Wuhan, Newton*
- (d) *Shanghai, William*

Soalan 5 -7. Berpandukan rajah di bawah, padankan nama sistem dorongan jet yang sesuai.

- (a) Ramjet
- (b) Turbine
- (c) Scramjet
- (d) Turboprop
- (e) Turbofan

Question 5-7. Referring to the diagram below, match the appropriate name of the jet propulsion system.

- (a) *Ramjet*
- (b) *Turbine*
- (c) *Scramjet*
- (d) *Turboprop*
- (e) *Turbofan*

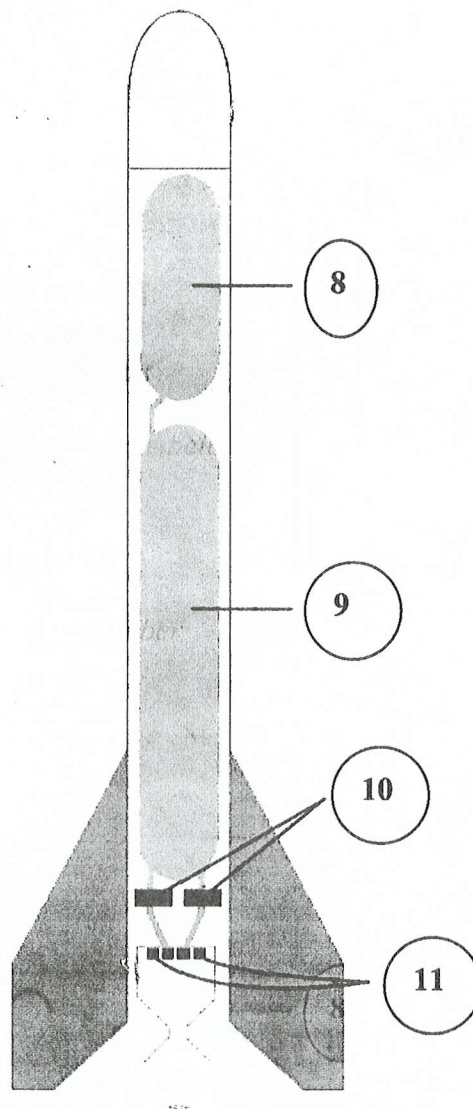


Soalan 8 -11. Berpandukan rajah di bawah, padankan nama roket dorongan cecair yang sesuai.

- (a) penyuntik
- (b) bahan api
- (c) kebuk pembakaran
- (d) pam
- (e) bahan pengokrider

Question 8-11. Referring to the diagram below, match the appropriate name of the liquid propellant rocket.

- (a) Injectors
- (b) Fuel
- (c) combustion chamber
- (d) pump
- (e) oxidizer





Soalan 12 – 15.

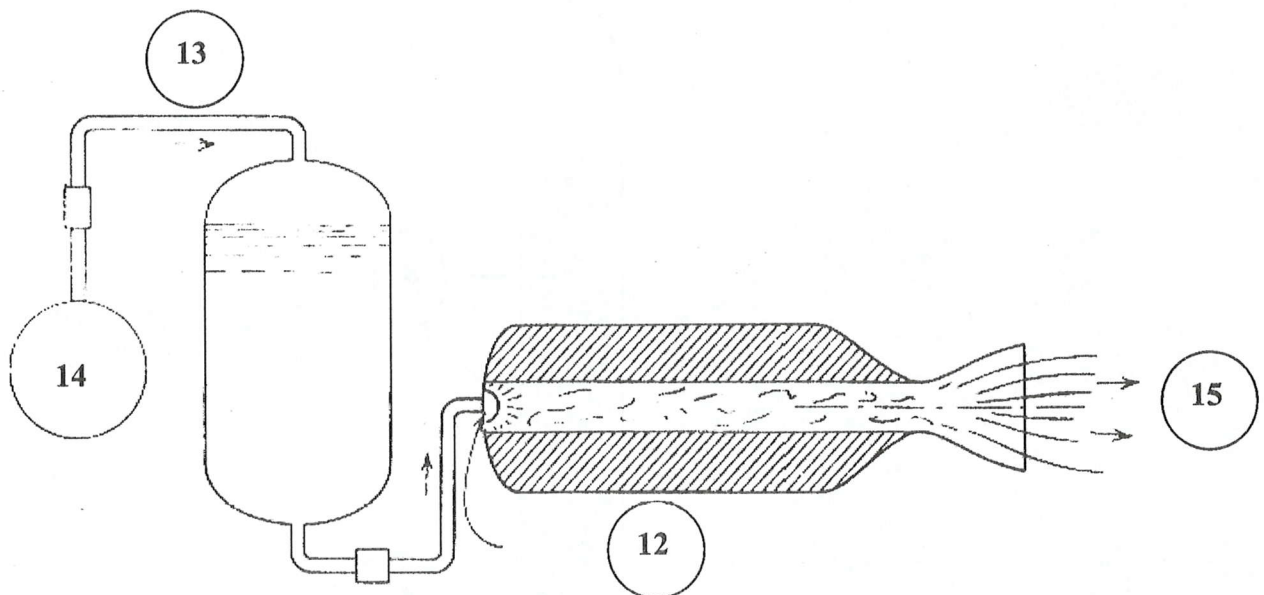
Berpandukan rajah di bawah, padankan nama roket hybrid yang sesuai.

- (a) Bahan api pepejal
- (b) muncung
- (c) penyuntik pengoksia
- (c) regulator
- (d) gas bertekanan

Question 12–15.

Referring to the diagram below, match the appropriate name of the hybrid rocket.

- (a) solid fuel
- (b) nozzle
- (c) oxidizer injector
- (d) regulator
- (e) pressurizing gas

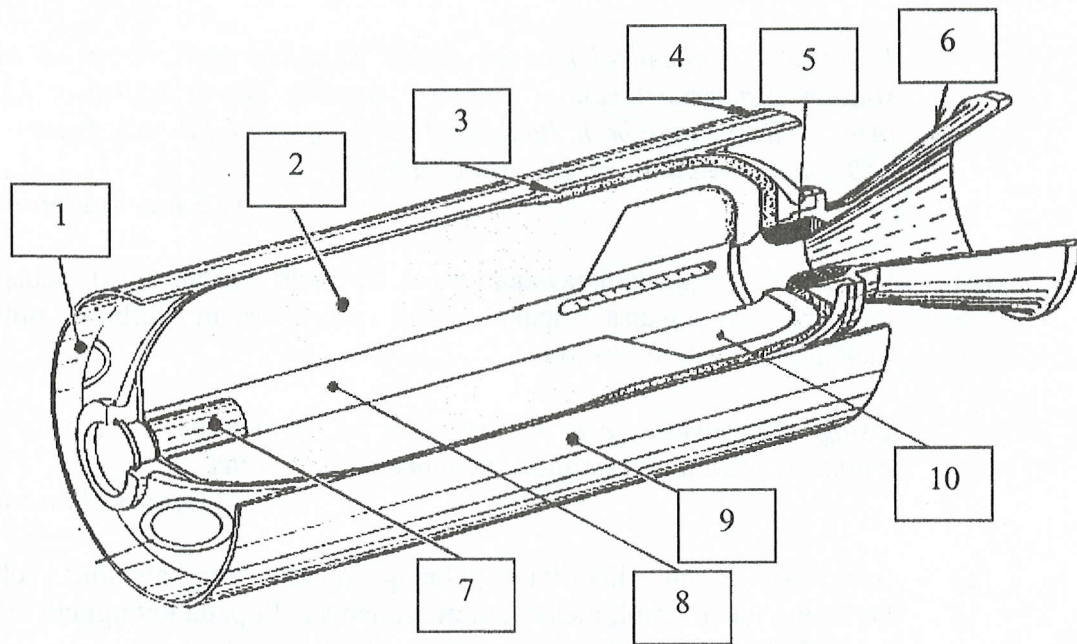


(15 markah/marks)

**BAHAGIAN B**  
**PART B**

Namakan bahagian yang dilabelkan pada roket motor dorongan pepejal.

*Name all the parts labeled in the solid rocket motor.*



(10 markah/marks)

**BAHAGIAN C. JAWAB SEMUA SOALAN.**  
**PART C. ANSWER ALL QUESTIONS.**

1. (a) Buktikan bahawa roket moden yang menggunakan bahan baker kimia (roket dorongan cecair dan roket motor pepejal) tidak dapat melancarkan satelit ke ketinggian orbit rendah LEO 300km. (Tip: Buktikan kedua-dua jenis roket, iaitu yang menggunakan bahan bakar cecair dan pepejal, Isp untuk roket motor pepejal = 250s, Isp untuk roket dorongan cecair = 400s).

*Prove that a chemical modern rocket (liquid propellant rocket and solid rocket motor) cannot launch a satellite into a 300km of LEO orbit. (Hint: Prove both, liquid and solid, Isp for solid rocket motor = 250 s, Isp for liquid propellant rocket = 400 s).*

**(7.5 markah/marks)**

- (b) Dengan menggunakan jawapan anda daripada Soalan 1 (a), sebagai jurutera aeroangkasa, apakah cara penyelesaian terbaik untuk melancarkan satelit tersebut.

*Using the answer from Question 1 (a) above, as an aerospace engineer, what is the solution to launch that satellite.*

**(7.5 markah/marks)**

- (c) Sekiranya kamu diberikan peluang untuk merekabentuk roket berbilang tahap untuk melancarkan sebuah satelit pada ketinggian orbit LEO 200km, berapakah tahap yang sepatutnya terdapat pada roket berbilang tahap tersebut? Apakah komen anda terhadap jawapan yang diberikan? (Tip: Lakarkan jadual bilangan tahap dan jisim tahap-n roket tersebut sekiranya roket itu melancarkan 1,000 kg satelit, di mana  $v/u = 3.5$  dan  $\lambda = 0.1$ )?

*Let's say, you have been given a choice in designing a multistage rocket to launch a satellite into 200km LEO orbit, how many stages should a multistage rocket have? And what is your comment for your answer? (Hint: Draw a table of number of stages and mass of n-stage rocket to orbit a 1,000 kg satellite, for the  $v/u = 3.5$  and  $\lambda = 0.1$ ).*

**(5 markah/marks)**

- (d) Dengan menggunakan data  $\lambda_k$  (nisbah struktur) dan  $\pi_k$  (nisbah beban bayar) dari Jadual 1 (*rujuk lampiran*) dan Jadual 2 (*rujuk lampiran*). Tentukan setiap  $\lambda$  untuk setiap tahap. Adakah kedua-dua kenderaan pelancar tersebut menghampiri rekabentuk yang optimum? (Optimum sekiranya, nilai  $\lambda$  adalah hampir sama).

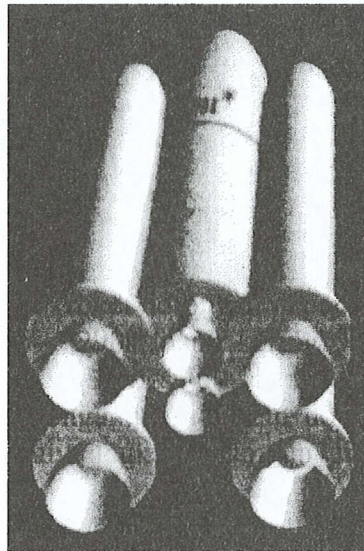
*Using data on  $\lambda_k$  (structural ratio) and  $\pi_k$  (payload ratio) from the Table 1 and Table 2, calculate values of  $\lambda$  for each stage. Is either vehicle close to an optimal design (that is, are the  $\lambda$  values nearly the same)*

**(5 markah/marks)**



2. Penggalak sebuah roket dorongan pepejal kenderaan olak-alik angkasa, mempunyai  $I_{sp} = 290$ s, jisim kering 90,200kg setiap satu dan jisim penuh 603,600kg setiap satu. Tangki luar mempunyai jisim kering 45,000kg dan mengandungi bahan dorong 703,000kg. Enjin utama kenderaan olak-alik angkasa mempunyai  $I_{sp} = 455$  s.

*The solid-rocket boosters of the space shuttle have an  $I_{sp} = 290$ s, a dry mass of 90,200 kg each, and a full mass of 603,600 kg each. The external tank has a dry mass of 45,000 kg and contains 703,000 kg of propellant. Space shuttle main engines have an  $I_{sp} = 455$  s.*



- (a) Anggapkan bahawa sebuah kenderaan yang mempunyai empat penggalak roket dorongan pepejal, terbakar bersama sebagai tahap pertama dan tangki luar dengan dua enjin membakar sebagai tahap kedua, sepertimana ditunjukkan di dalam Rajah di atas. Anggarkan, berapakah jisim beban bayar yang boleh dilancarkan oleh kenderaan tersebut ke ketinggian orbit LEO ( $v = 9.5$  km/s)?

*Consider a vehicle of four solid-rocket boosters burning together as the first stage, and an external tank with two main engines as the second stage, as shown in Figure above. Approximately how much payload can this vehicle deliver to low earth orbit (9.5 km/s)?*

**(10 markah/marks)**

- (b) Jisim beban bayar boleh dikecualikan. Pada masa bila dan mengapa?

*The mass of the payload can be ignored in some places. When and Why?*

**(5 markah/marks)**



- (c) Bandingkan jawapan kamu di (a) dengan beban bayar kenderaan olak-alik iaitu lebih kurang 30,000kg (Gunakan Jadual 2 sebagai rujukan untuk kenderaan olak-alik angkasa).

*Compare your result in (a) to the shuttle payload of approximately 30,000 kg (Use Table 2 as the space shuttle reference).*

**(5 markah/marks)**

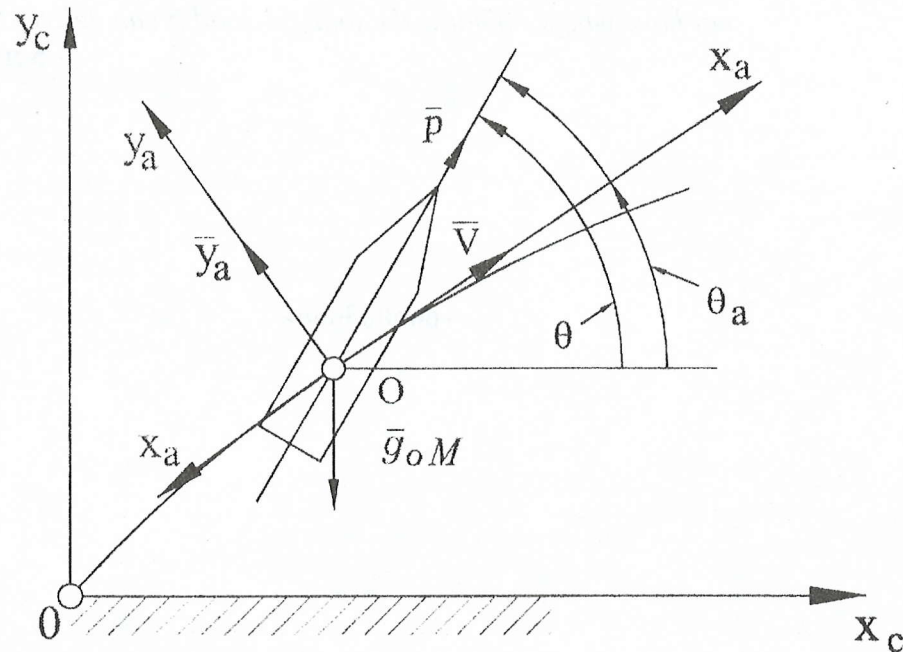
- (d) Dengan menggunakan data daripada Jadual 1 dan Jadual 2, bandingkan rekabentuk Von Braun dan kenderaan olak-alik. Apakah perbezaan ketara yang dapat dilihat di kedua-dua rekabentuk?

*Using the data on Table 1 and 2, compare the design of Von Braun rocket and space shuttle and what is the huge difference in both design?*

**(5 markah/marks)**

3. Gambarajah di bawah menunjukkan daya-daya yang bertindak ke atas roket yang di dalam penerbangan. Anggapkan roket tersebut di dalam tahap pertama.

Figure below shows a forces acting on a rocket during flight. Assume the rocket is in its first stage.



- (a) Buktikan persamaan di bawah adalah dapat diterbitkan daripada daya-daya yang bertindak ke atas roket tersebut

$$\frac{dV}{dt} = \left[ \frac{T_L}{M} \right] - \left[ \frac{(T_L - T_0)}{M} \right] \cdot (\bar{p}_h \cdot \cos \alpha) - \left[ \frac{X_a}{M} \right] - [g_0 \sin \theta_a] - \left[ \frac{T_L}{M} (1 - \cos \alpha) \right]$$

Prove, that the equation below can be derived from the forces acting on that rocket.

$$\frac{dV}{dt} = \left[ \frac{T_L}{M} \right] - \left[ \frac{(T_L - T_0)}{M} \right] \cdot (\bar{p}_h \cdot \cos \alpha) - \left[ \frac{X_a}{M} \right] - [g_0 \sin \theta_a] - \left[ \frac{T_L}{M} (1 - \cos \alpha) \right]$$

(12.5 markah/marks)

- (b) Secara amnya, sudut serang,  $\alpha$ , sesuatu trajektori roket adalah selalunya kecil daripada sudut condong,  $\theta$ . Permudahkan persamaan di atas.

In general, the angle of attack,  $\alpha$ , for a rocket trajectory is always smaller than the inclination angle,  $\theta$ . Simplify the formula above.

(5 markah/marks)

- (c) Rekabentukkan sebuah kargo tahap ketiga untuk roket Von Braun tiga tahap. Gunakan faktor atau nisbah struktur,  $\lambda_2$ , daripada tahap kedua memandangkan tahap ketiga tidak mempunyai sayap. Berapakah beban bayar yang mampu dilancarkan ke orbit?

*Design a cargo third stage for the Von Braun three-stage rocket. Use the structural factor,  $\lambda_2$ , from the second stage, since this stage does not have wings. What is the total payload it can deliver to orbit?*

**(7.5 markah/marks)**

-ooo000ooo-